

1F04 光衛星通信用精捕捉追尾機構の開発

○清水誠一, 福島一彦, 小出来一秀 (三菱電機), 荒木智宏 (JAXA)

Development of Fine Pointing Mechanism for Optical Inter-satellite Communication

Seiichi Shimizu, Kazuhiko Fukushima, Kazuhide Kodeki (MELCO)
Tomohiro Araki (JAXA)

Key Words: Optical Inter-Satellite Communication, Optical Antenna, Acquisition and Tracking System,
Fine Pointing Mechanism

Abstract

Laser-based optical inter-satellite communication equipment enables large capacity communication, which is essential for future observation satellites that handle huge amounts of data. One of the key technologies for optical inter-satellite communication equipment is the rapid, highly accurate acquisition and tracking of the corresponding satellite. Therefore, Mitsubishi Electric Corporation and JAXA are developing the fine pointing mechanism for an optical inter-satellite communication. The fine pointing mechanism is designed on the assumption of equipped in the geostationary satellite, and the design life of the fine pointing mechanism is 15 years. This paper describes the specifications, mechanism, control system and performance evaluation results of the fine pointing mechanism.

1. はじめに

将来の観測衛星などの周回衛星には、取得データの大容量化に伴う高速伝送が求められることが予想される。一方で、周回衛星から地上への直接送信では、地上のアンテナサイトとの間で十分な通信時間が確保できず、大容量伝送に制限がある。さらには、電波を用いた通信装置では、高速伝送化につれて通信装置が大型化する。そこで、小型・軽量の光通信装置を衛星に搭載して、周回衛星と静止軌道に配置したデータ中継衛星間をレーザー光で結び、高速に通信する方式を検討している¹⁾。図1に光衛星間通信の概念図を示す。

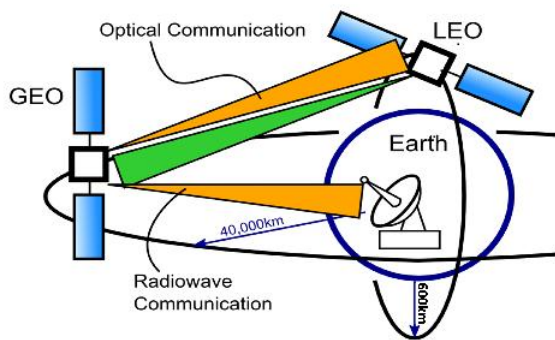


図1 光衛星間通信概念図

光通信は、高指向性の光アンテナでパワーを集中して伝送できるため、通信装置の小型・軽量化、および大容量通信が実現可能となる。その反面、レーザー光の高指向性のため、光通信を行うには、電波を用いた通信に比べて1~2桁厳しい高指向精度が要求される。したがって、光衛星間通信では、高速光伝送技術と、相手衛星を数 μ radの精度で捕捉追尾する技術がキーとなり、これらの要素試作を実施している^{2)~3)}。また、静止衛星に搭載される光通信機器の軌道上寿命は、静止衛星の標準要求寿命と同じ15年が想定されており、要求寿命を満足する高信頼性を有する機器の実現が必須である。

送受信光指向制御を行う捕捉追尾系は、受信光の到来方向に基づき指向角度ずれを検出する捕捉追尾センサ（初期捕捉用の粗捕捉センサおよび追尾用の精追尾センサで構成）、指向角度ずれを機械的に修正する捕捉追尾機構である。粗捕捉追尾機構（CPM：Coarse Pointing Mechanism）、精捕捉追尾機構（FPM：Fine Pointing Mechanism）、および相手衛星との光行差を補正するための光行差補正機構（PAM：Point-Ahead Mechanism）により構成される。

本稿ではこのうち、精捕捉追尾機構（FPM：Fine Pointing Mechanism）に関して、仕様、構成などの概要を説明するとともに、機械環境試験結果および性能評価結果を述べる。

2. 精捕捉追尾機構の概要

精捕捉追尾機構試作機の主要性能を表 1 に示す。精捕捉追尾機構試作機の試作機外観を図 1, 図 2 に示す。フレキシブルピボットを用いた 2 軸一体型の構成とし、摩擦の無い機構としている。また、低消費電力化のために電磁吸引型アクチュエータを採用している。さらには、電磁吸引型アクチュエータに積層鋼板を用いることで、渦電流の発生を抑え、高速駆動化を図っている。なお、要求寿命が保証された部品を用いて精捕捉追尾機構の設計・試作を行っている。精捕捉追尾機構駆動部の地上での寿命評価方法についても検討を行っているが、ここでは割愛する。精捕捉追尾機構の試験状況を図 4 に示す。

表 1 精捕捉追尾機構試作機の主要性能

項目	諸元
駆動範囲	高精度制御時：±0.5deg 以上 広角駆動時：±2deg 以上
制御精度	高精度制御時：20 μrad 以内 広角駆動時：100 μrad 以内
制御帯域	高精度制御時：300Hz 以上 目標 600Hz 広角駆動時：30Hz 以上
寿命	軌道上寿命 15 年 (運用デューティ65%)
耐環境性	ランダム加振：20Grms 衝撃レベル：1000Gsrs
ミラー径	φ 30mm
使用波長	波長 1~1.6 μm
アクチュエータ	電磁吸引型
ローカルセンサ	静電容量センサ
寸法	66×66×50[mm] (ロンチロック部除く)
質量	0.3[kg] (ロンチロック部除く)
消費電力	最大 1.3[W]

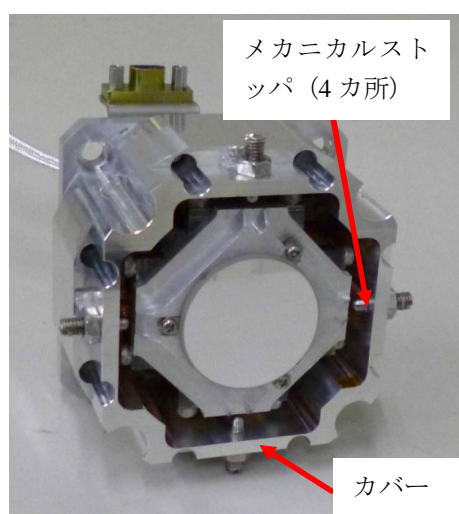


図 2 精捕捉追尾機構試作機外観 (カバーあり)

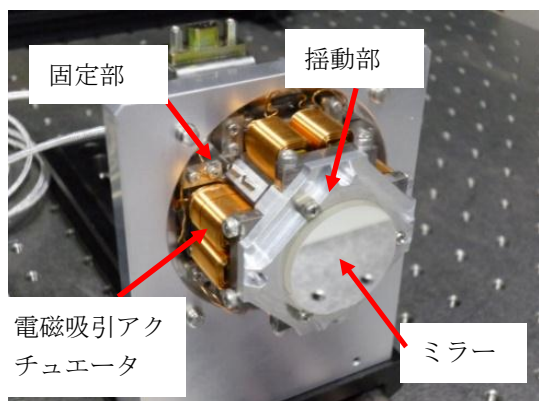


図 3 精捕捉追尾機構試作機外観 (カバーなし)

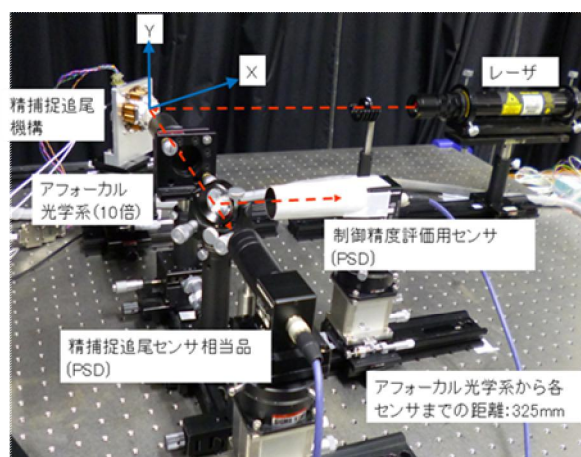


図 4 精捕捉追尾機構の試験状況

3. 精捕捉追尾機構制御系設計

精捕捉追尾機構制御系ブロック図を図 5 に示す。精捕捉追尾機構は、衛星の振動や粗捕捉追尾機構からの外乱を吸収し、かつ、相手衛星からの通信光を高精度で追尾するためのものであり、主に、精追尾センサの原点付近に相手衛星からの通信光を導光させる。そのため、制御則は PID 制御則を適用している。また、精捕捉追尾機構に用いている電磁吸引型アクチュエータは、電流の二乗に比例し、ギャップの二乗に反比例する非線形性を有するため、制御性能劣化の要因になり得る。そこで、ローカルセンサにより精捕捉追尾機構の傾動角度を検出してアクチュエータギャップの算出およびギャップ補正を行うことに加えて、制御電流にバイアス電流を付加することで、アクチュエータの線形化を実現している。

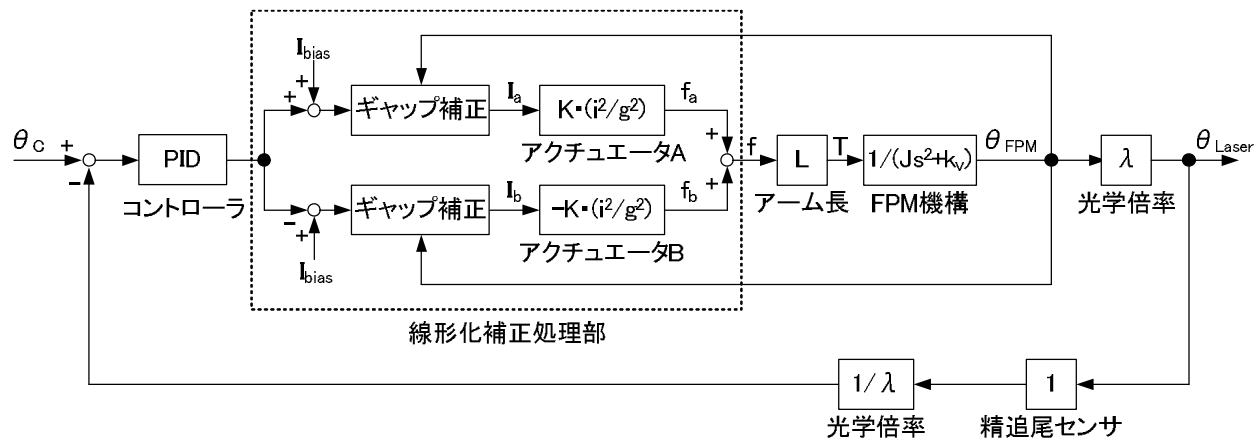


図 5 精捕捉追尾機構制御系ブロック図

4. 精捕捉追尾機構性能評価

精捕捉追尾機構の駆動レンジ測定結果を図 6～図 9 に示す。駆動範囲は、機械角 $\pm 1[\text{deg}]$ (光軸換算角 $\pm 2[\text{deg}]$) 以上を達成できている。

初期捕捉時や、相手衛星から通信光が到来しない場合においては、精捕捉追尾機構はローカルセンサを用いた制御を行う (広角駆動モード)。このときの精捕捉追尾機構制御系の開ループ伝達関数周波数特性を図 10, 図 11 に示す。FPM-X 軸回り制御帯域は $144.9[\text{Hz}]$, FPM-Y 軸回り制御帯域は $145.4[\text{Hz}]$ であり、仕様値 ($30[\text{Hz}]$ 以上) を満たしている。ローカルセンサを用いた制御時 (広角駆動モード) の精捕捉追尾機構制御系の追尾精度時間応答特性を図 12, 図 13 に示す。X 軸まわり追尾精度は $53.3[\mu\text{rad}](3\sigma)$, Y 軸まわり追尾精度は $72.2[\mu\text{rad}](3\sigma)$ であり、仕様値 ($100[\mu\text{rad}](3\sigma)$ 以内) を満たしている。

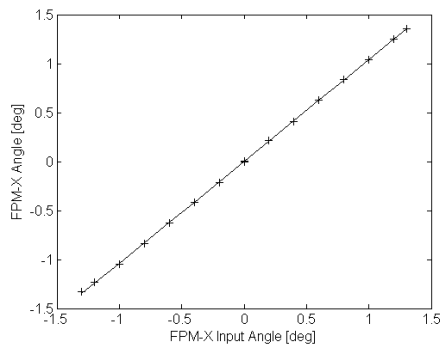


図 6 FPM-X 軸回り駆動指令時の X 軸回り駆動角測定結果

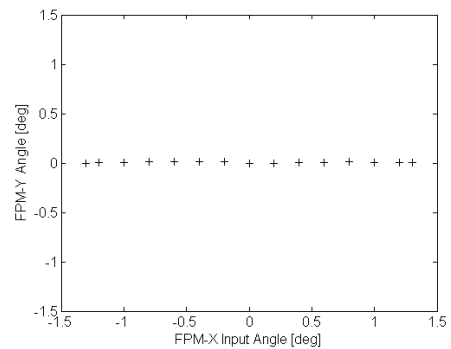


図 7 FPM-X 軸回り駆動指令時の Y 軸回り駆動角測定結果

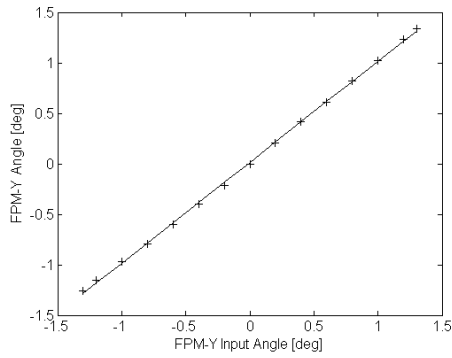


図8 FPM-Y 軸回り駆動指令時の
Y 軸回り駆動角測定結果

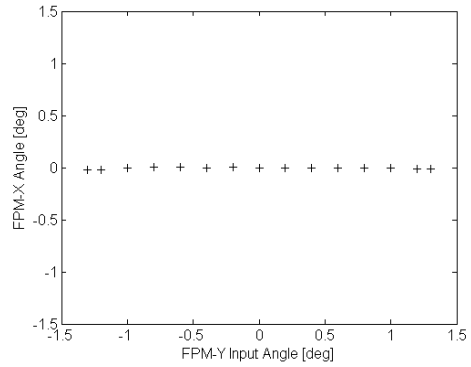


図9 FPM-Y 軸回り駆動指令時の
X 軸回り駆動角測定結果

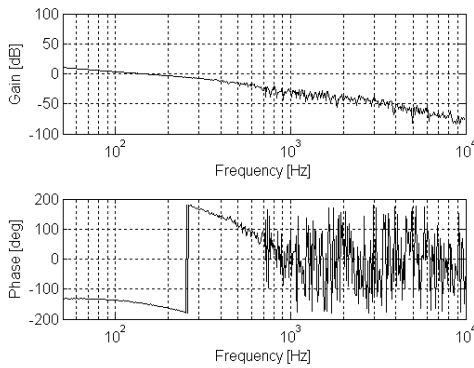


図10 FPM-X 軸回り制御帯域
(広角駆動モード,
開ループー巡伝達関数周波数特性)

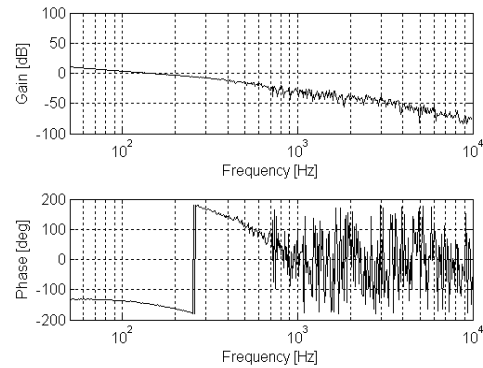


図11 FPM-Y 軸回り制御帯域
(広角駆動モード,
開ループー巡伝達関数周波数特性)

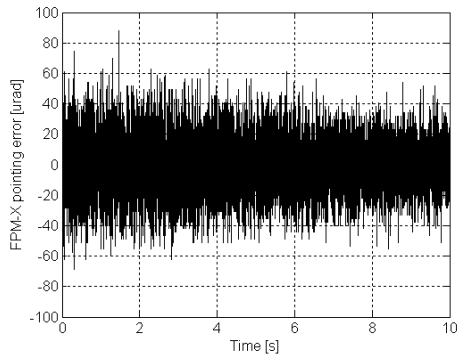


図12 FPM-X 軸回り制御精度
(広角駆動モード, 光軸換算値)

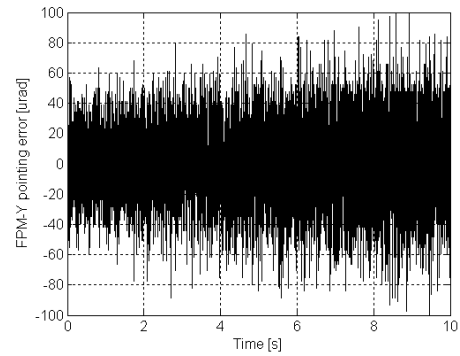


図13 FPM-Y 軸回り制御精度
(広角駆動モード, 光軸換算値)

追尾時や通信時においては、精捕捉追尾機構は精捕捉追尾センサを用いた制御を行う（高精度制御モード）。このときの精捕捉追尾機構制御系の開ループ伝達関数周波数特性を図14、図15に示す。FPM-X 軸回り制御帯域は316.0[Hz]、FPM-Y 軸回り制御帯域は318.5[Hz]であり、仕様値（300[Hz]以上）を満たしている。

精捕捉追尾センサ代替品を用いた制御時（高精度制御モード）の精捕捉追尾機構制御系の追尾精度時間応答特性を図16、図17に示す。X 軸まわり追尾精度は3.9[μ rad](3σ)、Y 軸まわり追尾精度は7.1[μ rad](3σ)であり、仕様値（20[μ rad](3σ)以内)を満たしている。

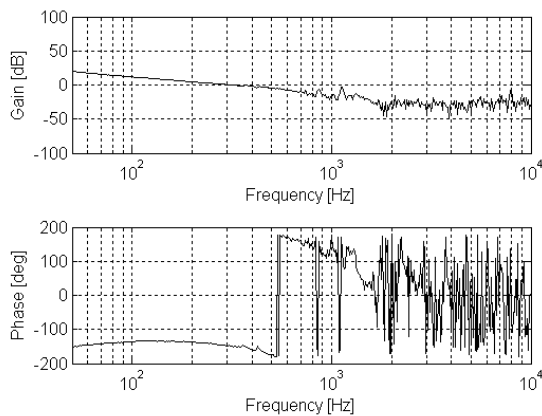


図 14 FPM-X 軸回り制御帯域
(高精度制御モード,
開ループ—巡伝達関数周波数特性)

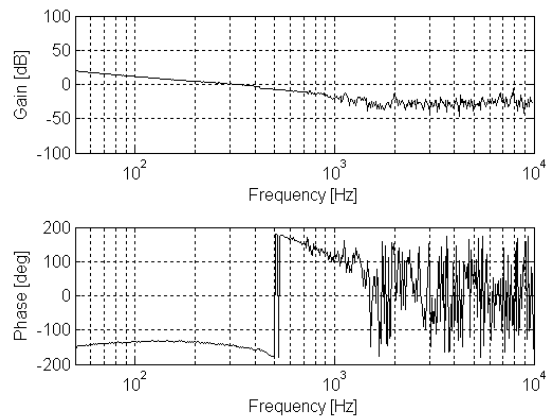


図 15 FPM-Y 軸回り制御帯域
(高精度制御モード,
開ループ—巡伝達関数周波数特性)

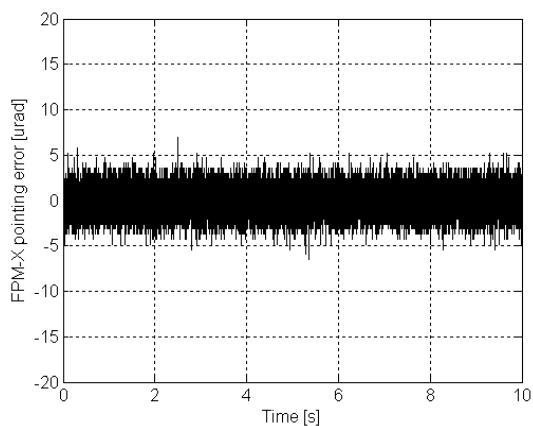


図 16 FPM-X 軸回り制御精度
(高精度制御モード, 光軸換算値)

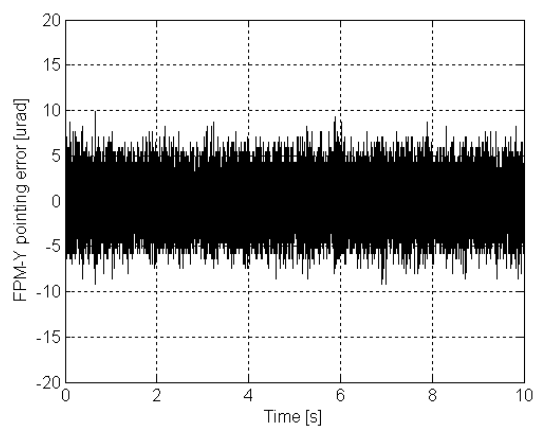


図 17 FPM-Y 軸回り制御精度
(高精度制御モード, 光軸換算値)

5. 機械環境試験

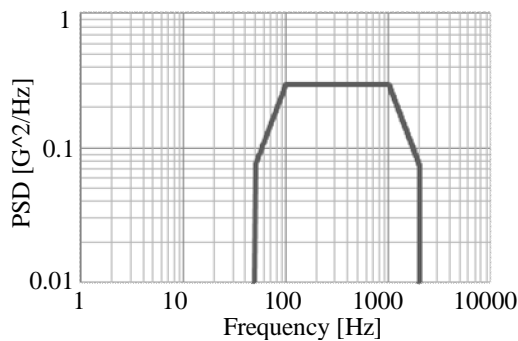
表 2 で示すサインスイープ加振条件, および図 14 で示すランダム加振プロファイルにて, 振動試験を実施した. 振動試験状況を図 15 に示す.

表 2 サインスイープ加振

周波数[Hz]	加速度 or 振幅	掃引速度 [Oct/min]
5~19.94	振幅 12.5[mm]	2
19.94~100	加速度 20G	2



図 15 振動試験状況



Frequency	PSD
50	0.075
70	0.147
100	0.3
1000	0.3
1500	0.133
2000	0.075
O.A.	20.71Grms

加振時間：180[s]

図 14 ランダム加振

衝撃試験プロファイルの一例を図 16 に示す。衝撃レベル 1000Grms を満たしている。衝撃試験状況を図 17 に示す。

振動・衝撃試験後の最終性能評価を実施した結果、機械環境試験前に取得した性能との差異は無く、健全であることを確認している。

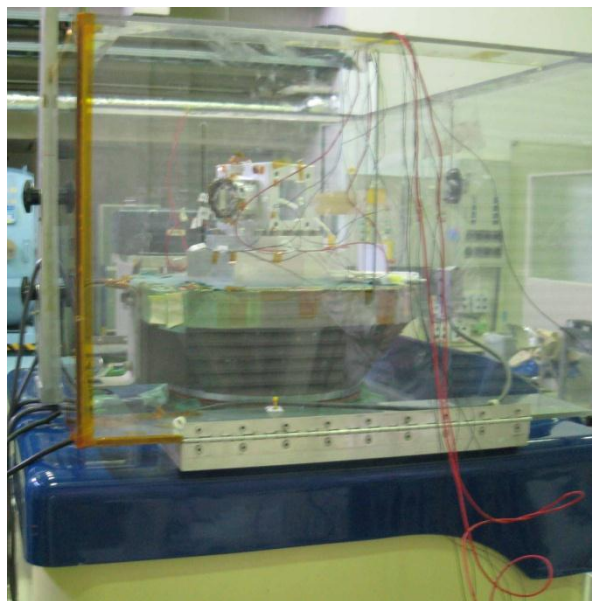


図 17 衝撃試験状況

6. おわりに

現在開発中の光衛星通信用精捕捉追尾機構試作機に関して、仕様、構成および性能評価結果の一例を示した。ローカルセンサを用いた精捕捉追尾機構制御系および精捕捉追尾センサ代替品を用いた精捕捉追尾機構制御系のいずれにおいても、制御性能が要求仕様を満たしていることを検証できた。また、機械環境試験を実施し、その前後で性能に変化が無いことも検証した。

参考文献

- 1) Tomohiro Araki, "The Approach to Realize a Higher Speed, More Compact and Longer-Lasting Operational Optical Space Communications System," *ICSOS2014*, 2014.
- 2) Toshiyuki Ando, Eisuke Haraguchi, Takashi Sugihara, Jiro Suzuki, Kazuhide Kodeki, Tomohiro Araki, "Dual Wavelength Optical Coherent Receiver Front End for Inter-Satellite Communication," *ICSOS2014*, 2014.
- 3) Yoshikuni Miyata, Kenya Sugihara, Wataru Matsumoto, Toshiyuki Ando, "High Reliable Optical Satellite Communications Using a Network Coding," *ICSOS2014*, 2014.

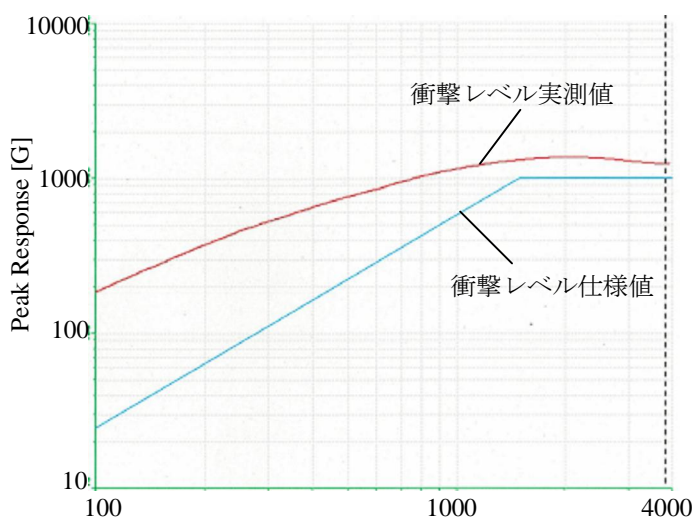


図 16 衝撃試験プロファイル (SRS)